

作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统设计

郭展郡, 刘晟含, 郝坤坤

(中国人民解放军陆军步兵学院(石家庄校区), 石家庄 050227)

摘要:为解决当前控制系统存在对无人机落地高度测量误差大,落地各姿态角度大等问题,设计了作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统;选用CMOS模拟多路复用器ADG508单芯片,对系统硬件电源电路、AD转换电路、信号采集电路、时钟复位电路、存储扩展电路及调试与接口电路进行优化,通过测量无人机落地姿态,完成系统软件设计,结合硬件与软件部分,实现作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的设计;实验结果表明,改进系统对无人机落地高度测量误差小,落地俯仰角、横滚角及偏航角小,具有较好的平衡控制效果,充分满足姿态测量需求。

关键词:作战用;固定翼无人机;落地姿态;平衡控制;系统设计

Design of Landing Attitude Balance Control System for Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle for Combat

Guo Zhanjun, Liu Shenghan, Hao Kunkun

(Shijiazhuang Division of Plaa Infantry Academy, Shijiazhuang 050227, China)

Abstract: In order to solve the problems such as low precision of aircraft landing attitude balance control and large range error, the landing attitude balance control system of fixed wing unmanned aerial vehicle for combat is designed. Using CMOS analog multiplexer ADG508 single chip, the hardware of the system power supply circuit, AD conversion circuit, signal acquisition circuit, clock reset circuit, memory expansion circuit and interface circuit debugging and optimization, through the measurement of UAV landing posture, complete the design of system software, combined with hardware and software, design and implementation of combat landing posture balance control the system with fixed wing uav. The experimental results show that the improved system has high control precision, fast return to steady attitude, fast measurement error and small height measurement error, which can fully meet the requirements of attitude measurement.

Keywords: combat use; fixed wing UAV; landing posture; balance control; system design

0 引言

无人机具有不载人飞行、可远程遥控导航等特点,适用于在恶劣环境中执行危险任务,具有广阔的军事前景^[1]。作战用固定翼无人机可实现倒飞、侧飞、前飞和悬停等多种飞行姿态^[2]。但在飞行过程中,常会受到电磁和风阻等干扰,因此对固定翼无人机姿态平衡进行精准控制是当前研究的重点难题^[3]。目前针对固定翼无人机姿态平衡控制已有些许研究成果。基于视觉的固定翼无人机控制系统,通过提取无人机特征点数量,安设传感器辅助无人机进行位置信息测量,融合三维加速度信息和EKF方法,获取无人机位置信息,选用RISE非线性控制器和PID完成作战用固定翼无人机姿态平衡控制。该方法的鲁棒性较好,但不能满足姿态测量的需求^[4]。基于载荷参数的无人机控制系统根据环境判断信息,通过参数编码,将自定义的协议指令传送到硬件控制电路中,完成对无人机的控制,该方法可以准确确定无人机的地理位置,但不能在短时间内调回平稳姿态^[5]。为解决上述问题,提出一种作战用固定翼

无人机落地姿态平衡控制系统设计方法。采用CMOS模拟多路复用器的ADG508单芯片,对硬件电路和软件部分进行设计,通过磁强计和加速度计对无人机落地姿态进行测量,完成作战用固定翼无人机落地姿态的平衡控制。实验结果表明,该系统满足姿态测量的需求、可在短时间内调回平稳姿态、误差较低。

1 硬件设计

要改善传统控制系统控制精度低、落地高度测量误差大等问题,则需设计一种作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统。在系统设计过程中,可将系统划分为硬件部分和软件部分。先对硬件部分进行优化设计,系统硬件主要包括:电源电路、AD转换电路、信号采集电路、时钟复位电路、存储扩展电路及调试与通信接口电路。各电路具体描述如下。

1.1 电源电路

处理器芯片ADSP-2163在作战用固定翼无人机的模拟电源、外部电源和内部电源都有独立的连接电源。作战用固定翼无人机模拟供电和内部供电要求为1.2V,作战用固定翼无人机的外部供电要求为3.3V。需要选择满足要求的电源作为作战用固定翼无人机的一级电源。电源转换芯片需要进行电压的变换以满足A/D转换器和传感器对电压的不同要求。采用MAX1951二级电压转换芯片为作战用固定翼无人机提供1.2V的电压,MAX1837支持的输入电压最大为24V^[6],是高效的降压型转换器。通过外部电阻对输入电压和输出电压进行调整,采用9~12V电池作为作战用固定翼无人机的一级电源,

收稿日期:2017-10-19; 修回日期:2017-11-19。

作者简介:郭展郡(1994-),男,天津武清人,主要从事装甲步兵初级指挥方向的研究。

刘晟含(1995-),男,辽宁铁岭人,主要从事装甲步兵初级指挥方向的研究。

郝坤坤(1995-),男,山西运城人,主要从事装甲步兵初级指挥方向的研究。

代码、用户程序等数据。

1.6 调试与通信接口电路

JTAG 用于对无人机控制系统进行调试、仿真及对芯片内部进行测试，是一种嵌入式调试技术^[9]。无人机控制系统内部芯片具有测试电路 TAP，采用 JTAG 技术对作战用固定翼无人机内部的节点进行测试。

完善上述各电路，并进行合理组建，完成作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的设计。为控制系统的软件设计奠定良好的基础。

2 软件设计

良好的硬件设备是作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的坚实基础，在精良的硬件设备基础上，系统的软件设计成为了确保改进控制系统控制精度的关键。系统软件设计即是通过固定翼无人机落地姿态进行测量，完成无人机落地姿态平衡控制，从而实现改进控制系统软件的设计。具体设计过程描述如下：

作战用固定翼无人机中的陀螺仪有时会出现漂移的问题，而且作战用固定翼无人机陀螺仪中含有大量的噪声，会对作战用固定翼无人机落地姿态的平衡控制造成一定的影响。作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统采用磁强计和加速度计对作战用固定翼无人机落地姿态进行测量。

作战用固定翼无人机自身没有加速度的情况下，其俯仰角和滚转角的确定通过三轴加速度计测量作战用固定翼无人机本体坐标系下的三轴分量完成。

e 所代表的是重力矢量在地面的坐标系，其表达式为 $G^e = [0 \ 0 \ g]^T$ ，当作战用固定翼无人机相对地面的坐标系不存在加速运动时，得到三轴加速度计为 $a^b = [a_x^b \ a_y^b \ a_z^b]^T$ ，其表达式为： $a^b = T_{b/e}G^e$ 。

作战用固定翼无人机的滚转角和俯仰角的计算公式为：

$$\begin{cases} \varphi = \arctan \frac{a_y^b}{a_x^b} \\ \theta = \arcsin(-\frac{a_z^b}{g}) \end{cases} \quad (1)$$

式中， g 代表的是地球重力，公式 (1) 适用于作战用固定翼无人机静态姿态时的测量。

采用磁强计测量作战用固定翼无人机的偏航角，地球存在地磁场，是一个巨大的天然磁体^[10]。地磁七要素分别为磁倾角 D 、地磁强度 B 、磁偏角 α 、水平分量 B_H 、垂直分量 B_Z 、东分量 B_X 和北分量 B_Y 。三轴磁强计根据作战用固定翼无人机的本体坐标系进行安装，其测量值为 $B^b = [B_x^b \ B_y^b \ B_z^b]^T$ 。在坐标系的基础上，作战用固定翼无人机的地磁强度值为 $B^e = [B_x^e \ B_y^e \ B_z^e]^T$ 。地磁场可以分为来自外部的变化磁场和源于地球内部的稳定磁场两部分。源于地球内部的稳定磁场的强度要远远高于来自外部的变化磁场，所以地磁场的主要部分是稳定磁场。即 B^e 为可知的，当 B^e 和 B^b 满足 $B^b = T_{b/e}B^e$ 时，得到下式：

$$\begin{bmatrix} B_x^b \\ B_y^b \\ B_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\varphi \\ \sin\theta\sin\varphi\cos\psi - \cos\theta\sin\varphi \\ \sin\theta\cos\varphi\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_x^e \\ B_y^e \\ B_z^e \end{bmatrix} \quad (2)$$

公式 (2) 能够得到独立的两个方程，已知 θ 、 φ 、 ψ 中的一个可以确定作战用固定翼无人机的两个姿态角。作战用固定

翼无人机落地姿态平衡控制系统采样磁强计和加速度计组合的无人机姿态测量方法，该方法通过加速度计可以得到 θ 和 φ ，已知 θ 时，可以得到：

$$\psi = \arcsin \frac{B_x^b \cos\theta + B_z^b \sin\theta}{\sqrt{B_x^{e^2} + B_y^{e^2}}} \quad (3)$$

已知 φ 时，可以得到：

$$\psi = \arcsin \frac{B_x^b \cos\varphi + B_z^b \sin\varphi}{\sqrt{B_x^{e^2} + B_y^{e^2}}} \quad (4)$$

$0 - 2\pi$ 为作战用固定翼无人机偏航角的取值范围，由公式 (3)、公式 (4) 和真值表 1 可得到偏航角的计算公式：

$$\psi = \arcsin \frac{B_x^e (B_z^b \sin\varphi - B_y^b \cos\varphi)}{B_x^{e^2} + B_y^{e^2}} \quad (5)$$

表 1 ψ 真值表

$\sin\psi$	$\cos\psi$	ψ 真值
+	+	$\psi_{主}$
+	-	$\pi - \psi_{主}$
-	-	$\pi + \psi_{主}$
-	+	$2\pi + \psi_{主}$

结合上述控制系统硬件和软件设计，完成了作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的设计。

3 实验结果分析

为了验证所设计的作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的性能，本次实验选择在天津郊区的一块视野良好的区域完成，其大小为 $5 \text{ km} \times 3 \text{ km}$ ，海拔约为 25 m 。

无人机常因对落地高度测量不准确，导致其落地姿态不平衡。采用改进系统和传统系统进行落地高度测量，比较两种不同系统的落地高度测量误差，对比结果如图 5 所示。

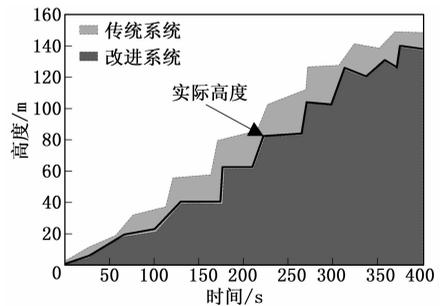


图 5 两种不同系统的落地高度测量对比结果

分析图 5 可知，传统系统测量的高度与实际高度存在较大的误差，改进系统测量的高度与实际高度基本一致，因为作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的采集电路采用 CMOS 模拟多路复用器的 ADG508 单芯片，能够在较宽的电管电压中工作，采集的数据较为精准，验证了改进系统落地高度测量更准确，误差较小。

在作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统中的扰动信号为一阶跃信号，一阶跃信号代表的是作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统在平稳的状态下，受到扰动倾斜了一定的角度，其中倾斜角度主要包括俯仰角、横滚角和偏航角，这 3 个角度的大小是判断作战用固定翼无人机是否能够快速调回平稳姿态的重要指标，也是验证改进系统性能是否优良的关键因素。

首先对作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的俯仰

角进行测试, 分别将改进系统与传统系统应用到作战用固定翼无人机上, 实验采用磁强计和加速度计对作战用固定翼无人机落地姿态进行测量, 将测量后的结果传送到时钟复位电路, 时钟复位电路对作战用固定翼无人机倾斜的角度进行调整, 测得两种不同系统俯仰角的对比结果如图 6 所示。

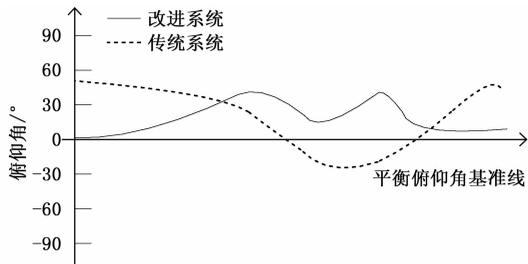


图 6 两种不同系统俯仰角对比结果

观察图 6 可知, 以平衡俯仰角基准线为基准, 分别采用传统系统和改进系统对作战用固定翼无人机落地姿势平衡进行控制实验, 传统系统的俯仰角从 50° 开始下降, 后有上升至 50° , 角度变化幅度大, 偏离基准线远。改进系统的俯仰角曲线保持在基准线上方变化, 其坡峰, 即最大俯仰角为 40° 。改进系统俯仰角曲线距离基准线较近。对比两种系统的实验结果可得, 改进系统的俯仰角均小于平衡最大俯仰角, 且俯仰角变化相对平稳, 充分说明改进系统的平衡控制效果更好, 验证了系统的可行性。

对作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的横滚角进行测试, 分别采用传统系统和改进系统进行无人机落地姿态平衡控制, 测得两种不同系统横滚角的对比结果如图 7 所示。

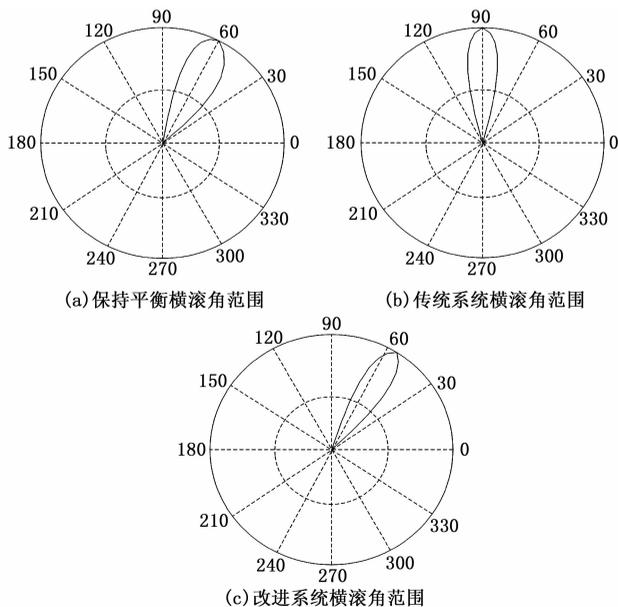


图 7 两种不同系统横滚角对比结果

观察图 7 可知, 图 7 (a) 为保持平衡的横滚角范围, 平均值约为 60° 。图 7 (b) 为传统系统横滚角范围, 采用传统系统对无人机落地姿态进行平衡控制, 其横滚角平均值约为 90° , 远远超出平衡横滚角范围, 说明传统系统平衡控制效果较差。图 7 (c) 为改进系统横滚角范围。采用改进系统进行平衡控制, 其横滚角平均值约为 50° , 且大面积与平衡横滚角范围重

合。将两种系统的实验结果进行对比发现, 改进系统的横滚角与平衡横滚角范围基本保持一致, 充分说明改进系统的控制效果更好, 验证了系统的有效性。

最后对作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的偏航角进行测试, 分别将传统系统和改进系统应用到作战用固定翼无人机, 观察无人机偏航角变化, 并对测试结果进行记录, 测得两种不同系统横滚角的对比结果如图 8 所示。

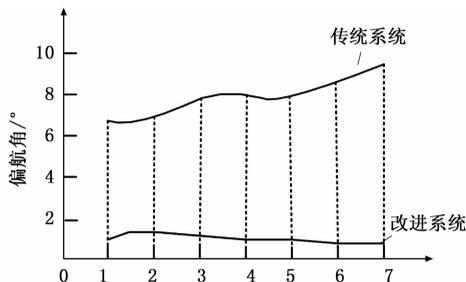


图 8 两种不同系统偏航角对比结果

由图 8 可得, 传统系统的偏航角随实验次数的增加而大幅度增大, 在第 7 次试验时, 偏航角达到最大值为 9° 。改进系统的偏航角曲线近乎为一条直线, 其偏航角并不随试验次数的增加而增大, 而是保持在 1° 左右。对比两种系统偏航角实验结果, 改进系统的偏航角远远小于传统系统的偏航角, 且无论经过多少次试验, 其偏航角均保持在 0.5° 的误差范围内, 充分说明改进系统的控制效果更好, 验证了系统的实用性。

为了验证作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统的性能, 对作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统进行测试, 得到改进系统的输出姿态角如图 9 所示。

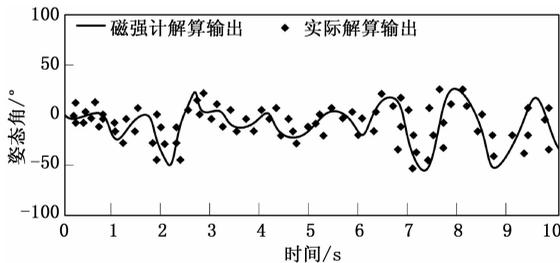


图 9 姿态角测量结果

分析图 9 可知, 通过作战用固定翼无人机陀螺仪输出角速率积分得到的作战用固定翼无人机落地姿态角随着时间的增加漂移的幅度不断波动, 通过无人机磁强计得到的作战用固定翼无人机落地姿态角与实际的无人机落地姿态角的均值接近。测量结果较为精准, 没有出现无人机落地姿态漂移的问题, 可以满足作战用固定翼无人机落地姿态平衡控制系统对姿态测量的需求。

综合以上试验, 充分说明所设计的作战用固定翼无人机落地姿态平衡机控制系统对无人机落地高度测量误差小, 落地俯仰角、横滚角及偏航角小, 平衡控制效果明显提高, 具有一定的可行性和有效性。

4 结论

无人机落地姿态控制系统对作战用固定翼无人机性能的影响 (下转第 106 页)